

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2025.09.013

# 异质层合透明件疲劳失效模式及损伤机理

于泽宗<sup>1,2</sup>, 相宁<sup>1,2</sup>, 路红瑜<sup>2,3</sup>, 芮涵钦<sup>2,3</sup>, 郑梦瑶<sup>1,2</sup>, 张晓雯<sup>1,2</sup>, 颜悦<sup>1,2</sup>

(1.北京航空材料研究院股份有限公司,北京 100095; 2.北京市先进运载系统结构透明件工程技术研究中心,北京 100095;  
3.中国航发北京航空材料研究院,北京 100095)

**摘要:**主流飞机座舱盖透明件采用聚碳酸酯(PC)、聚氨酯弹性体(TPU)和定向有机玻璃(PMMA)的异质层合结构设计,旨在满足高透光性和高抗冲击性能的综合要求。透明件在服役周期内经受持续的气动载荷和压力变化过程中会产生应力集中、微裂纹等安全隐患,使得在长期交变应力作用下疲劳失效具有突发性和隐蔽性,影响飞行安全。对异质层合结构透明件的疲劳性能评估,测得其条件疲劳极限为 41.3 MPa,并基于不同应力水平绘制  $S-N$  曲线。研究总结了 42, 50, 60 MPa 三种不同应力下层合透明件的失效形式,分别为 PC 蠕断, PMMA 脆断及 PC 与 TPU 界面脱黏后颈缩。采用光学显微镜观测 PC 层试验过程表面裂纹扩展行为,通过有限元建模对疲劳过程中应力进行了预测分布,并结合层合透明件疲劳过程应力双折射结果,揭示整体试样失效机理。使用数字图像相关技术捕捉单层材料在不同载荷条件下的应变场,发现 PC 层在疲劳过程中不仅受轴向拉力,还由于形变差异受到显著剪切力作用,且单层材料实际受力均高于设定载荷值。

**关键词:**层合结构透明件;疲劳失效;飞机座舱盖;受力分析;有限元模拟

**中图分类号:** V255.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2025)09-0095-10

## Fatigue failure modes and damage mechanisms of laminated transparent components

YU Zezong<sup>1,2</sup>, XIANG Ning<sup>1,2</sup>, LU Hongyu<sup>2,3</sup>, RUI Hanqin<sup>2,3</sup>, ZHENG Mengyao<sup>1,2</sup>, ZHANG Xiaowen<sup>1,2</sup>, YAN Yue<sup>1,2</sup>

(1. Baimtec Material Co., Ltd., Beijing 100095, China; 2. Beijing Engineering Research Center of Advanced Structural Transparency for the Modern Traffic System, Beijing 100095, China; 3. Beijing Institute of Aeronautical Material, Beijing 100095, China)

**Abstract :** A heterogeneous laminated structure composed of polycarbonate (PC), thermoplastic polyurethane (TPU), and oriented poly (methyl methacrylate)(PMMA) was employed in transparent canopy of mainstream aircraft, and was designed to meet the comprehensive requirements of high light transmittance and high impact resistance. During their service life, the transparent components were subjected to continuous aerodynamic loads and pressure variations, which could induce safety hazards such as stress concentration and microcracking, resulting in sudden and concealed fatigue failure under long-term alternating stress, ultimately compromising flight safety. Fatigue performance evaluation of the heterogeneous laminated transparent structure determined a conditional fatigue limit of 41.3 MPa, and the  $S-N$  curve was constructed based on different stress levels. It was identified there are failure modes of laminated transparent structure under three stress levels, 42 MPa, 50 MPa, and 60 MPa : PC creep rupture, PMMA brittle fracture, and necking after interfacial debonding between PC and TPU. The propagation behavior of surface cracks in PC layer during testing was observed using optical microscopy. Finite element modeling was employed to predict stress distribution during the fatigue process, and when combined with stress birefringence results obtained from the laminated transparent structure under fatigue, the overall failure mechanism of the specimen was revealed. Digital image correlation technology was used to analyse strain fields of individual material layers under different loading conditions. The results indicate that PC layer is not only subjected to axial tension but also experience significant shear forces due to deformation mismatch during fatigue. Furthermore, the actual stress borne by each individual material layer was found to exceed the predetermined load values.

**Keywords :** transparent components with laminated structure ; fatigue failure ; aircraft canopy ; force analysis ; finite element simulation

通信作者:颜悦,博士,研究员,博士生导师,研究方向为透明件制造及应用

收稿日期:2025-07-29

引用格式:于泽宗,相宁,路红瑜,等.异质层合透明件疲劳失效模式及损伤机理[J].工程塑料应用,2025,53(9):95-104.

YU Zezong, XIANG Ning, LU Hongyu, et al. Fatigue failure modes and damage mechanisms of laminated transparent components[J]. Engineering Plastics Application, 2025, 53(9):95-104.

聚碳酸酯(PC)是一种高性能热塑性材料,具有透明度高,抗冲击性能强,热稳定性好的特点,是汽车工业、电子产品、医疗器械和光学元件的重要原材料<sup>[1-2]</sup>。尤其在航空工业中,飞机座舱盖对材料的光学特性、强度和耐候性提出严苛要求,PC凭借其优异的综合性能成为座舱盖透明件的核心材料之一。

早期飞机风挡使用6~35 mm单层有机玻璃(PMMA),如P-51“野马”战斗机、“幻影”战斗机。此材料质量轻,光学和力学性能均能满足飞机的使用要求。随着飞机整体布局的改进,整体式座舱盖系统设计要求更高的结构强度和抗鸟撞性能,同时需满足在强烈冲击和高热等极端环境中救生要求。国际主流方案为高透光度定向PMMA,PC通过与中间层胶片(TPU)黏合的方式制备层合透明件,通过TPU软胶层协调PC的韧性及PMMA的刚度,并满足高透光度要求。异质层合结构透明件在整体强度,抗冲击性能及减重方面表现优异,能达到提高座舱盖透明件安全性的目的,目前美国主流战斗机F/A-18,F-35风挡采用此结构<sup>[3-5]</sup>。

飞机在飞行过程中不断遭受气动力和压力变化,导致座舱盖透明件长期处于一种拉伸疲劳状态,而座舱盖透明件为结构件,是飞机机体中最薄弱的部分,在长期使用过程中可能会由于应力集中、微裂纹扩展和高温高湿环境中性能退化诱发安全隐患,国内也发生过多起由于透明件失效造成的事故<sup>[6-8]</sup>,有研究指出,飞机透明件主要失效方式为疲劳破坏<sup>[9]</sup>。针对座舱盖透明件疲劳性能的研究,张萃等<sup>[10]</sup>对某型飞机新成型和服役后单层座舱盖透明件的疲劳性能开展对比研究,通过升降法和成组法分别获得二者的条件疲劳极限和*S-N*曲线,结果表明,服役后透明件的条件疲劳极限比新成型透明件的条件疲劳极限高0.5 MPa,推测原因是疲劳老化过程中材料内部残余应力的逐步释放及弱化,整体透明件受力更均匀,疲劳性能略有提升。王显显等<sup>[11]</sup>聚焦某型机座舱盖银纹产生机制,认为有机玻璃透明件在未完全消除残余应力时,长期气动载荷、舱内外压差及温度波动的耦合作用会驱动银纹萌生及扩展,同时由于黏接边缘胶液腐蚀诱导溶剂银纹产生,在二者的耦合作用下会加速应力-溶剂银纹的演化并最终导致透明件失效。Kim等<sup>[12]</sup>对某型机座舱盖的开裂问题展开分析,在飞机服役超过24

年后,座舱盖PMMA层出现了裂纹并快速扩展,研究认为PMMA层表面的孔洞是裂纹萌生的起点,由于气动热作用,在长期持续载荷作用下微孔洞逐渐扩展成宏观裂纹并最终导致座舱盖透明件发生破坏。

目前研究主要集中在单层PMMA或单层PC疲劳特征,对层合结构透明件的疲劳研究报道较少,层合结构作为一种主流的座舱盖结构,如果未能掌握其疲劳性能及失效机理,飞行安全就不能得到保障。PMMA/TPU/PC的层合结构由于存在PMMA-TPU及PC-TPU两个界面,其疲劳行为与界面累积损伤、黏接强度及材料本征参数有关,同时硬-弹-韧的层合结构模式造成了三种材料性能互偿的结果,疲劳性能不仅取决于各材料本身,更由层间及多层相互作用决定。因此,探索层合结构座舱盖透明件的疲劳性能与失效机理,优化材料设计和制造工艺,对飞机飞行过程中的安全性和使用寿命具有重要的工程意义。

## 1 实验部分

### 1.1 主要原材料

PC:分散系数1.67,密度1.20 g/cm<sup>3</sup>,拉伸强度61 MPa,弹性模量2381 MPa,北京航空材料研究院股份有限公司;

PMMA:密度1.19 g/cm<sup>3</sup>,拉伸强度81 MPa,弹性模量3 590 MPa,断裂伸长率52%,锦西化工研究院有限公司;

TPU:密度1.08 g/cm<sup>3</sup>,拉伸强度48.3 MPa,断裂伸长率475%,路博润特种化工(上海)有限公司。

### 1.2 仪器及设备

伺服液压疲劳试验机:Instron 8801,美国英斯特朗有限公司;

光学显微镜:Axioscope 5,美国蔡司公司;

热电偶温度计:CL3515R,美国奥米佳公司;

数字图像相关(DIC)分析软件:Vic-2D,相机像素230万,美国Correlated Solutions股份有限公司;

宽量程2D双折射测定仪:WPA-100,日本Photonic Lattice公司;

COMSOL Multiphysics软件:瑞典COMSOL Inc.公司。

### 1.3 试样制备

将相同大小经过表面处理的PMMA与PC通过热塑性中间层TPU胶片黏合,黏合工艺为:真空袋中

室温冷抽 30 min 后同时升温升压至 90 °C, 0.6 MPa, 保温保压 2 h, 自然冷却。层合试样形状参考 GJB 2033-94《航空有机玻璃拉伸疲劳试验方法》中的哑铃状图样进行加工, 并对中间工作段区域进行抛光处理直至粗糙度  $R_a < 0.16$ , 试样尺寸如图 1 所示, 图中  $M$  和  $H$  分别表示层合试样的宽度和厚度。

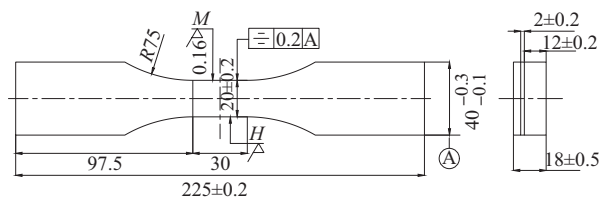


图1 层合试样尺寸图

Fig. 1 Dimension diagram of laminated specimen

测试条件为: 在应力比 0.1, 频率 0.5 Hz, 应力分布系数  $K_t=1$ , 正弦波, 疲劳寿命 50 000 次的条件下进行层合试样疲劳性能的测试。为了确保试验过程稳定, 试验夹持段使用 600 目砂纸包裹以增加摩擦系数, 同时测试过程通过风扇对试样表面实施物理降温。试样制备和测试过程如图 2 所示。

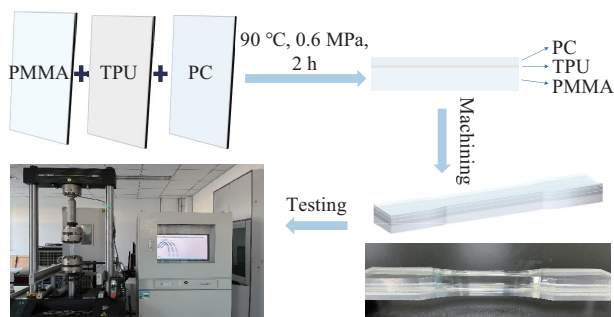


图2 层合疲劳试样制备及测试过程

Fig. 2 Preparation and testing process of laminated fatigue specimens

## 2 结果与讨论

### 2.1 条件疲劳性能测试

在本研究中, 针对层合结构透明试样开展疲劳性能测试, 采用升降法获得层合试样的条件疲劳极限, 通过成组法构建其应力-寿命( $S-N$ )曲线, 升降法测试结果如图 3 所示。定义初始应力水平并进行试验, 若达到预定的循环次数(50 000 次)且未失效, 则将该应力水平下的试验测试结果记为越出, 之后增加一级应力(1 MPa)进行第二根试样测试, 如果未达到预定的循环次数试样出现银纹、微裂纹、脱层、玻璃破坏等失效形式, 将试验结果记为失效并降低一级应力进行下一根试样测试, 直至全部试验完成。层合试样条件疲劳极限  $S_n$  依据式(1)进行计算。

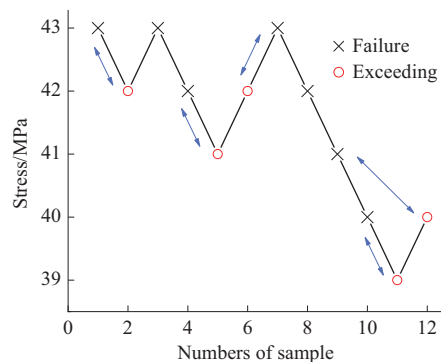


图3 层合疲劳试样测试结果图

Fig. 3 Test results of laminated fatigue specimens

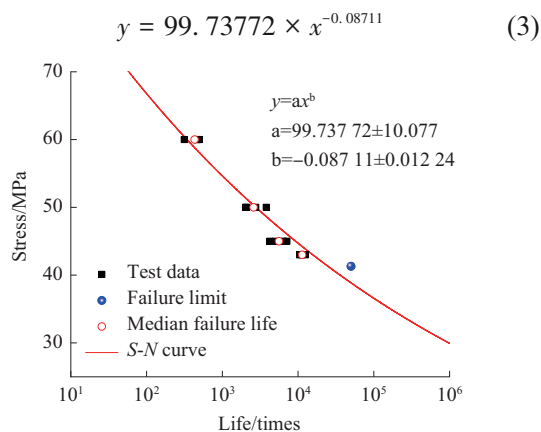
$$S_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^m V_i S_i \quad (1)$$

式中:  $m$  为应力水平级数;  $n$  为有效试样总数;  $V_i$  为第  $i$  级应力  $S_i$  下试验的试样数;  $S_i$  为第  $i$  级的应力值。

根据试验结果可得层合试样的条件疲劳极限  $S_n$  见式(2)。

$$S_n = \frac{43 \times 2 + 42 \times 3 + 41 \times 2 + 40 \times 2 + 39}{10} = 41.3 \text{ MPa} \quad (2)$$

在条件疲劳极限的基础上, 进一步设置了 43, 45, 50, 60 MPa 共 4 组应力水平级数并进行疲劳测试, 通过曲线拟合得到层合试样的  $S-N$  曲线如图 4 所示, 输出见式(3)。

图4 层合疲劳试样  $S-N$  曲线Fig. 4  $S-N$  curve of laminated fatigue specimen

### 2.2 疲劳试样破坏模式及仿真分析

获得异质层合结构透明件的条件疲劳极限和  $S-N$  曲线后, 开展对层合结构透明件的失效形式分析。层合后的试样疲劳测试结果主要展现三种破坏形式, 分别为 PC 单层发生缓慢韧性断裂(下文以蠕断论述), PMMA 单层断裂和 PC 单层颈缩变形, 如图 5a-图 5c 所示。

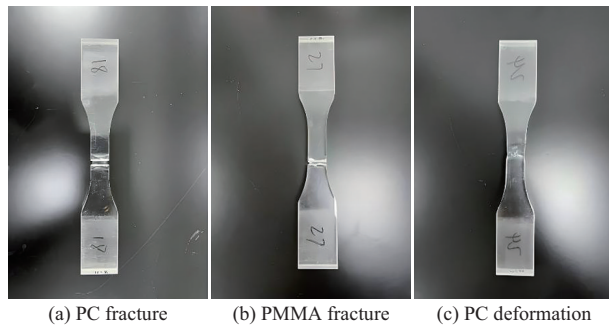


图5 层合试样的疲劳失效状态

Fig. 5 Fatigue failure state of laminated specimen

为验证受载略高于层合试验件条件疲劳极限的破坏形式,将第一种试验工况设为:应力水平 42 MPa,应力比 0.1,频率 0.5 Hz,试验结果为 PC 单层发生蠕断,PMMA 层完好,试验未终止,PC 层的蠕断过程是在千余次循环中完成,且蠕断后期裂纹扩展速率变快。层合疲劳试验件在疲劳性能测试过程中,存在 PMMA/TPU/PC 多材料界面交互作用,PC 的线膨胀系数( $7.0 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ )和 PMMA 的线膨胀系数( $6.25 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ )存在 12% 的差异,在循环载荷下,黏合界面产生热应力<sup>[13-15]</sup>。为验证上述结果及 PC 的温度敏感性,对试验过程中间层温度进行采集。如图 6 所示,温度传感器布置于 PC 与 TPU 胶层之间,并使用热电偶温度计进行温度监测。在 40 MPa 和 50 MPa 循环载荷下,1 500 次循环后温差可达近 10 °C。尽管试验过程中通过外加风扇的方式对试验件进行了表面降温,但热应力集中于胶片与基材的界面黏接处,导致界面黏接处水平应力升高,鉴于 PC 温度敏感性较高,温度上升会加速疲劳裂纹的产生与扩展<sup>[16]</sup>。同时试样为异质层合结构,中间层 TPU 软胶可吸收并分散部分应力,由于 PC 和 PMMA 材料模量存在差异,在相同载荷条件下 PC 的变形量更大,而 PC 通过与 TPU 胶片黏合,其变形也会引发 TPU 胶片变形,而 TPU 胶片质地软韧,可通过自身变形吸收部分能量。对 PMMA 而言,因其模量高,变形量小,会对 PC 产生厚度方向剪切力,在疲劳载荷较小时,层合试验件的状态尚能够抵抗这种变形,对于单层 PC,轴向拉伸应力协同 PMMA 层诱发的剪切力导致其受载超过自身条件疲劳极限,出现微裂纹,并在循环载荷作用下不断扩展直至 PC 层整体失效蠕断,此时主承力层为 PMMA,由于 PMMA 条件疲劳极限更高,且设定循环次数能保证 PMMA 层在疲劳过程中不脆断,因此会出现 PC 单层断裂,而试验仍持续进行的结果。

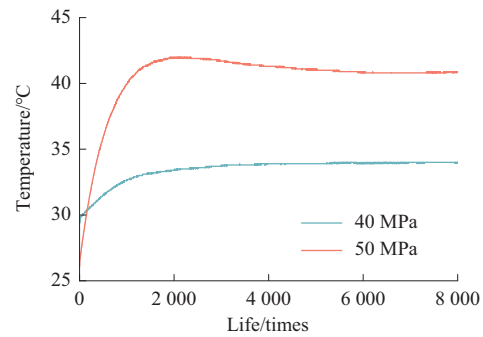


图6 不同载荷下层合试样疲劳过程的温度变化

Fig. 6 Temperature changes during fatigue process of composite specimens under different loads

第二种试验工况为:应力水平 50 MPa,应力比 0.1,测试频率 0.5 Hz,试验循环次数接近  $10^4$  次,层合试样展现 PMMA 层脆断,PC 部分蠕断的混合失效模式。裂纹扩展过程中可能伴随少量能量吸收和塑性变形,在高应力水平循环作用下,PMMA 更容易发生脆性断裂。而 PC 凭借较高的韧性和抗裂纹扩展能力,能够在裂纹扩展过程中吸收更多的能量并发生蠕断,分散应力,延缓断裂进程<sup>[17]</sup>。在疲劳加载过程中,PC 蠕断导致试样受力更为复杂,PMMA 不仅承受轴向拉伸应力,还受到来自 PC 侧的应力传递及 TPU 界面摩擦力,同时 PC 发生部分蠕断,未断裂侧由于应力重新分布产生向内的压应力,PC 侧裂纹扩展呈现撕裂形,进一步加剧 PMMA 侧的应力集中。而 PMMA 与 TPU 由于中间存在黏接界面,应力集中更大,同时由于疲劳过程界面温度升高,分子链活性增加,加快了层合试样的裂纹扩展,在超过 PMMA 的拉伸极限之后,PMMA 断裂,断裂瞬间 PC 侧发生脱层。该失效模式主要出现在循环应力水平高于层合试样的条件疲劳极限约 20% 的工况下。

上述 PC 蠕断和 PMMA/PC 混合疲劳失效模式的产生机制与单层材料应力集中、界面作用力等因素密切相关,为了深入揭示疲劳过程中界面应力的分布规律,使用 COMSOL Multiphysics 软件对该结构的疲劳行为进行分析,为失效模式的预测提供理论支撑。

基于实际尺寸构建三维层合结构模型,层间采用绑定接触模拟界面行为<sup>[18]</sup>。材料属性依据 PMMA 和 PC 真实状态定义,同时使用固体力学模块和疲劳模块耦合分析,所采用的指数拟合方程见式(4)。

$$S=cN^b \quad (4)$$

式中: $S$ 为最大应力; $N$ 为材料疲劳破坏时的循环次数; $c, b$ 为常数。

图7a-图7c展示了有限元模拟下层合试样拉伸疲劳应力分布的发展过程。测试前样品表面应力分布均匀,随着试验开始,由于三种材料的弹性模量和泊松比等力学参数及尺寸参数不同,在层合试样的PMMA层出现应力集中,随着疲劳次数增加,在侧面边缘出现应力集中并逐渐扩散到整个工作段,从模拟分析结构来看,这是因为侧边工作段区域几何形态不同造成的应力集中。综合试验和数值分析结果,认为异质耦合层合结构透明件失效原因可归结为以下两方面:a)几何特征造成应力集中于曲率工作段位置;b)试验件机械加工造成的表面微观缺陷及应力集中。该结果与PC蠕断或PMMA中间段脆断特征相对应。

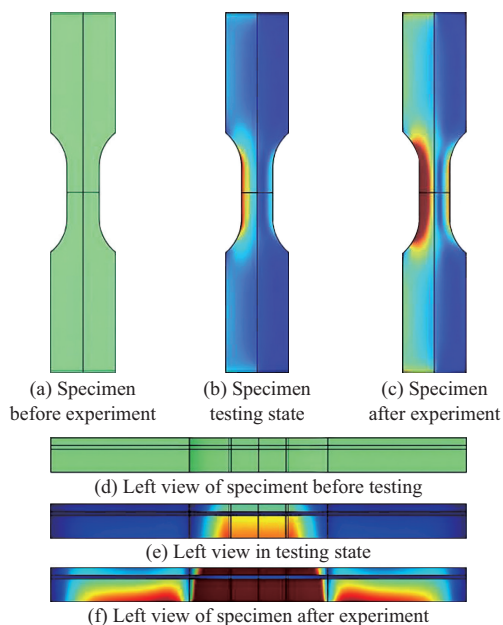


图7 工作段断裂有限元分析结果

Fig. 7 Results of finite element analysis of work segment fracture

第三种试验工况为:应力水平 60 MPa,应力比 0.1,测试频率 0.5 Hz,PC层出现快速塑性变形,载荷突变导致试验停止,试验循环过程仅为百次,PC层承力状态与拉伸破坏形式相近。如图8a-图8d所示。该试样承受循环应力为 60 MPa,显著高于层合试样条件疲劳极限 41.3 MPa,由于PC层模量较低,作为层合试验件的高延展性层,会通过颈缩这一塑性变形方式能量耗散,同时与中间层TPU发生脱黏,从PC层开始变形到试验停止过程经历约 25个循环,而PMMA保持完整,就本质而言,这一现象是由二者塑性差异及能量耗散机制共同作

用的结果,PC层通过塑性变形耗散能量,对脆性PMMA层进行保护,进而延长整体层合试验件寿命。

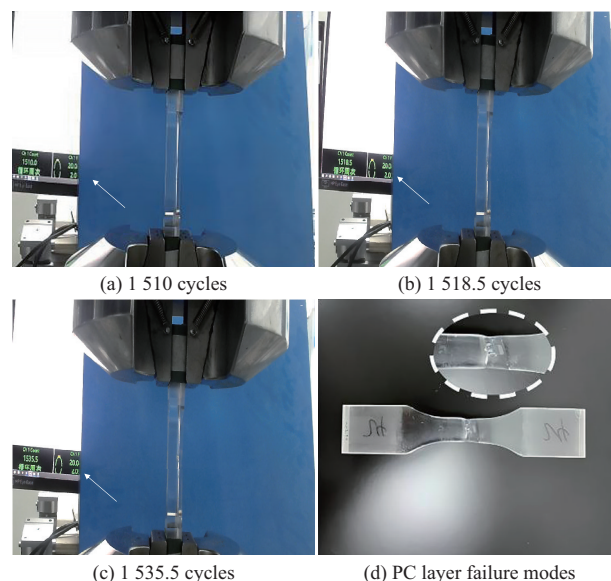


图8 高循环载荷下层合疲劳试验件的失效形式

Fig. 8 Failure mode of laminated fatigue test specimen under high cyclic loading

### 2.3 微观形貌分析

在PC层往复循环疲劳过程中,其表面和内部会逐渐产生一系列缺陷,这些缺陷构成裂纹萌生的潜在位点,表面形貌与受力状态之间存在关联。在循环载荷的持续作用下PC层损伤逐渐累积并形成微裂纹,受加工残余应力及试样几何形貌影响,裂纹源通常出现在试样工作段加工边缘位置。如图9a-图9c所示,在循环载荷作用下,裂纹逐渐发生扩展并伴随剪切带的形成,剪切带沿裂纹扩展方向排列,并吸收能量,同时裂纹扩展过程在遇到材料内部的其他缺陷及界面时,裂纹扩展路径发生偏转或分叉。在裂纹扩展至临界尺寸时,PC发生断裂,断裂瞬间能量释放形成了断裂面,断裂面展现出约 15°的光滑剪切角,这一特征是由断裂后期裂纹快速扩展所致。图9d为TPU和PC的黏接界面,上侧为TPU,下侧为已经断裂破坏的PC,可见在循环载荷作用下,PC裂纹已经扩展至整个厚度方向,并与TPU发生脱层。

针对PC单层颈缩变形的破坏模式,试验过程中试样受载超过PC的屈服强度,PC分子链段沿应力方向发生取向,形成具有高度取向特征的分子链微纤维,局部区域的高度取向造成分子链内部形成一定的空体积,在强光照射下发亮的银纹,由于受

载过高,银纹内微纤维逐渐断裂并形成裂纹,且每一次循环载荷均会加剧试样的损伤累积,在高循环载荷条件下,银纹区域会出现塑性变形,致使PC层宽度逐渐减小,局部应力增加,同时受层间应力传递及循环剪切应力的影响,PC层发生颈缩,试验终止。值得一提的是,通过光学显微镜对颈缩区域微观形貌可以发现,微裂纹并非垂直于拉伸应力的方向扩展,而是沿着约 $45^\circ$ 的方向延伸,这是由于在拉伸过程中,PC除承受轴向拉伸载荷外,还因与PMMA的模量及变形量差异导致PC受到来自PMMA的剪切力的约束,进而导致PC中裂纹扩展方向呈现 $45^\circ$ 角扩展特征,由于拉伸应力值远高于PC与TPU的黏接力,在试验过程中还出现PC与TPU脱层。

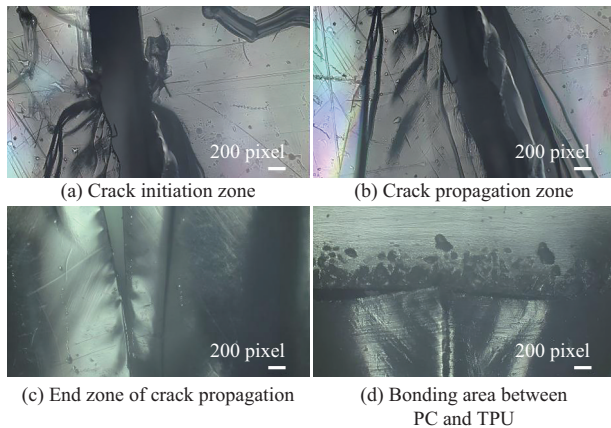


图9 层合试样的蠕变疲劳过程

Fig. 9 Creep-fatigue process of laminated specimens

#### 2.4 应力双折射分析

针对异质层合透明件疲劳失效的模式,需要对试验后残余应力分布进行分析,以捕捉推演PC, PMMA等本体材料因疲劳测试累积产生的残余应力,故使用应力双折射仪对试验后试样进行残余应力分析。应力双折射原理是试验过程中由于层合透明件受到外界应力持续作用,内部结构发生变化,光的传播速度不同导致出现双折射效应,进而推测材料内部的应力情况。层合试样疲劳测试后应力双折射特征如图10所示。两者的疲劳负载分别为45 MPa和60 MPa,对应的失效模式为PC侧疲劳蠕断和PC侧颈缩脱层失效。在45 MPa载荷条件下进行疲劳试验,层合试样PC侧展现强韧性,拉伸疲劳过程中PC可通过变形机制吸收部分能量,当承受高于疲劳极限的往复循环载荷时,PC工作段产生微裂纹,同时裂纹快速扩展直至PC层发

生整体断裂。在裂纹扩展阶段,PC宽度方向出现受力不均现象,待裂纹贯穿整根试样后,承载主体为PMMA,此时受力状态恢复均匀分布状态。对于60 MPa循环载荷条件,试样疲劳载荷高于条件疲劳极限约45%,由于PC和TPU极性差异,相容性欠佳,受拉载荷高于PC与TPU的黏接强度,易在高循环载荷下发生界面滑移,最终导致PC与TPU脱层。从应力双折射结果分析,在脱层萌生阶段,界面微裂纹会伴随能量释放及应力场重分布,在试样中心区域呈现紊乱状态,证明工作段区域应力剧烈变化。而从中间段往两侧区域出现高密度条纹状应力分布,这归因于PC与TPU热膨胀系数和弹性模量存在显著差异,在疲劳过程中会产生剪切应力。同时,PC与TPU的脱层非整体瞬时发生,因黏接界面强度差异,形成图10b所示的条纹状应力分布状态。

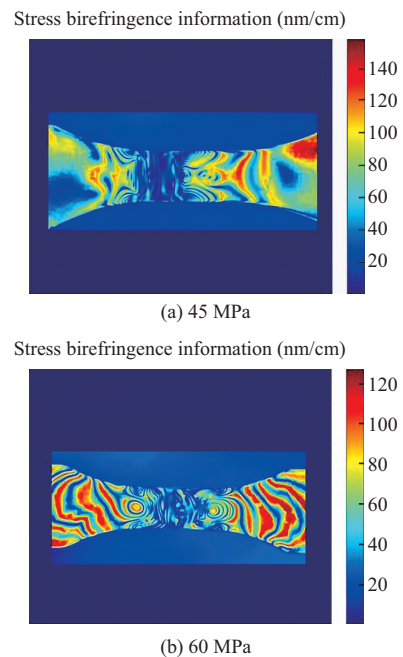


图10 层合试样在不同载荷下应力分布示意图

Fig. 10 Schematic diagram of stress distribution in laminated specimens under different loads

PMMA脆断过程疲劳试样失效的应力双折射分布如图11所示。试样的疲劳负载为50 MPa,在实际疲劳过程中,PMMA主承力层不仅受轴向拉伸力,还因与PC模量差异受到斜向剪切力,这就导致PMMA受力不均匀,在此情况下,PMMA,TPU和PC黏接紧密,而主承载结构为PMMA,在较高载荷疲劳试验中,PMMA易发生脆断,试样在疲劳循环5 000次的应力分布如图11a所示。对于拉伸疲劳断

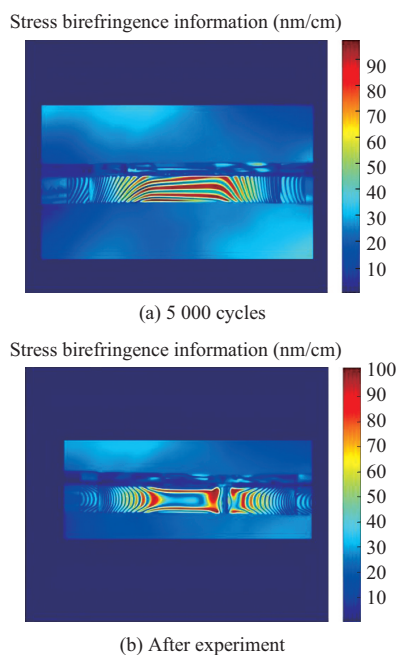


图11 层合试样PMMA层断裂情况应力分布示意图

Fig. 11 Schematic diagram of stress distribution in fracture of PMMA layer of laminated sample

裂的PMMA,其断口位置因PMMA脆断应力释放展现出低应力状态,而PMMA脆性较大,无法通过变形方式释放应力,因此其他区域仍存在较高的残余应力<sup>[19-20]</sup>。而PC变形量大,能够通过形变的方式将能量扩散至整个PC层,从而降低单层应力集中,试样疲劳失效后的残余应力分布如图11b所示。

## 2.5 DIC测试

为了从细观角度解释材料差异及界面协调之间关联,在层合结构透明件疲劳性能测试中进行DIC采集,采集过程如图12所示,试样测试结果见表1。为探索在接近层合试样条件疲劳极限状态下试样的受力特征,设定层合试样的疲劳循环载荷为40 MPa,0.5 Hz,应力比0.1。由于在低于条件疲劳极限前提下进行测试,试样正常状态为越出,故将DIC拍摄帧数设定为25帧每秒,一次采集包含750张图片,单一周期50张图片组成该小时的图集。为对比载荷超过层合试样条件疲劳极限后PC颈缩的应变状态,设置工况条件为:55 MPa,0.5 Hz,应力比0.1,采用DIC技术进行全程录制,拍摄频率为1fps,拍摄面为PC正面,以分析高载荷条件下的PC形变情况。疲劳试验结果为试样受载循环518次后发生PC斜向颈缩变形,TPU与PC脱黏。

为了探究层合透明件疲劳试验结果为越出情

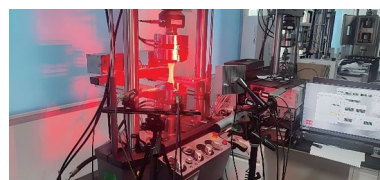


图12 疲劳试验DIC采集过程

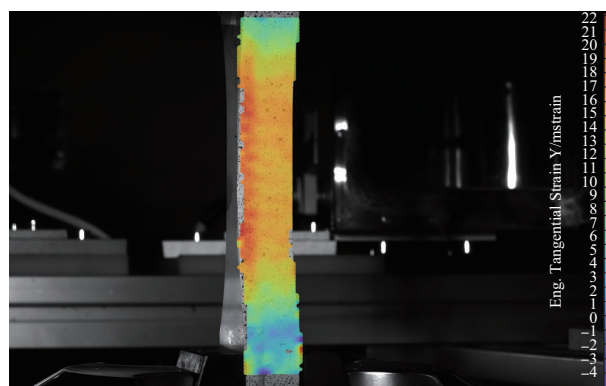
Fig. 12 DIC acquisition process of fatigue test

表1 DIC采集试样疲劳试验结果

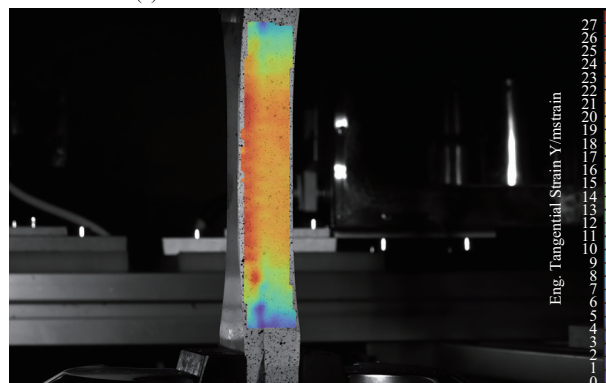
Tab. 1 Fatigue test results of DIC collected samples

Sample	Stress	Number of cycles	Form of destruction
1 <sup>#</sup>	40 MPa	50 000	Exceeding
2 <sup>#</sup>	55 MPa	518	PC undergoes plastic deformation

况下单层的应变情况,选取在20 000次循环(约11小时)和40 000次循环(约23 h)试验过程的DIC数据进行分析。图13呈现试样在20 000次循环时的应变分布情况,可见其在疲劳过程中整体应变分布对称性较好,PC侧变形量较大且主要集中在工作段区域,将此刻PC与PMMA的应变值进行对比,并代入模量参数,可得PC和PMMA单层受力情况,见表2。



(a) Strain distribution at the minimum value



(b) Strain distribution at peak value

图13 层合疲劳试样在疲劳循环20 000次的谷峰值应变分布情况  
Fig. 13 Distribution of valley peak strain of laminated fatigue specimens after 20 000 fatigue cycles

层合疲劳试样相较于设定的40 MPa,通过形变量计算得到PC峰值受力情况和PMMA峰值受力分别增加47.8%和103%。从载荷-位移曲线可知,在恒定循环载荷的条件下,层合试样位移呈现逐渐增大趋势,这一现象表明层合试样已产生疲劳损伤的累积,层合试样存在约束协同受力机制,即PMMA限制整体试样形变幅度,进而避免显著的宏观塑性变形,尽管PC受所受载荷未达到其屈服强度,但PC存在弹塑性耦合变形,导致层合试样长度略微增加。同时PC在疲劳过程中具备一定的延展性和能量耗

散能力,延缓试样的失效,DIC结果也能印证上述结论。

表3为单层PC和PMMA试验后受力情况。相较于20 000次疲劳试验后试样的峰值应变,40 000次循环后峰值应变增加了近1%,尽管变形量微小,但这一变化表明层合试样在缓慢地发生弹塑性变形,同时从试样的应变分布状态也可以看出,PMMA因厚度较大作为主承力层,在弹性变形范围内,将能量分散至整个工作段,这也导致试样测试后的应变状态呈对称分布。

表2 40 MPa下层合试样20 000次循环后受力情况

Tab. 2 Force situation of lower layer composite sample under 40 MPa after 20 000 cycles

Item	PC		PMMA	
	Minimum value	Peak value	Minimum value	Peak value
Strain change amplitude/‰	9.67	24.85	8.26	22.65
Stress magnitude/MPa	23.01	59.16	29.67	81.32

表3 40 MPa下层合试样40 000次循环后受力情况

Tab. 3 Stress situation of lower layer composite sample under 40 MPa after 40 000 cycles

Item	PC		PMMA	
	Minimum value	Peak value	Minimum value	Peak value
Strain change amplitude/‰	9.62	25.68	8.24	23.65
Stress magnitude/MPa	22.90	61.13	29.51	84.90

由上述模量计算结果可知,PC和PMMA虽处于各自的条件疲劳极限范围内,且形变量存在差异,但仍出现了试样失效的结果。为探究单层PC和PMMA的受力状态,对各层材料进行区域网格划分,并以拉伸方向作为应变分析方向。如图14所示,此时PC和TPU的应变略大于PMMA,形变集中于TPU位置,对试样逐层进行线分析,发现从PMMA与TPU黏接侧发生了向PC方向的斜向剪切应变,且该现象在TPU侧更为明显,这也进一步验证了上述试验结论。其原因是PC与PMMA模量不同,在承受拉伸疲劳轴向力的情况下,PC变形量更大,而PC与TPU的黏接强度高于PMMA与TPU的黏接强度,因此在拉伸疲劳过程中,TPU软胶随着PC发生变形,而由于PMMA与TPU的黏接强度大

于二者的剥离强度,PMMA会随着TPU变形而产生斜向PC的力而不发生脱黏,这也导致PMMA和PC均未达到各自条件疲劳极限的情况下,出现PC蠕变失效的最终结果。

为了计算PC层受力大小,选取20次循环下的应变分布示意图,如图15a所示,此时试样未发生或即将发生塑性变形。根据PC的弹性模量,20次循环后最大点应力值为62.28 MPa,将轴向通过该最大点的线定义为观测线,计算可得线应力值为50.086 MPa,表明试样在特征点处出现了应力集中,由于试样刚进入疲劳稳定状态,尚未将能量扩散至整体,工作段应力集中更明显,因此出现局部应力值远大于设定值,而整体应力值还未达到设定值的情况。根据图15d所示线应变波动状态可知,循环超过50次之后,线应变波动幅度随循环次数增加而增加,表明PC已进入塑性变形阶段,在循环次数较少时,PC可通过变形吸收能量,但随着循环次数增加,PC累积损伤至不能抵抗超过其疲劳极限的应力,因此发生了拉伸形变并产生颈缩失效。

图15b-图15c展示了PC的应变分布三维图,在试样断裂前存在明显颈缩集中,并呈斜向45°分布,这是由于TPU向PC侧拉伸引起的部分错位导

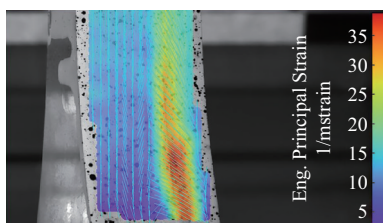


图14 层合试样单层应变分布分析示意图

Fig. 14 Schematic diagram of single-layer strain distribution analysis of laminated specimens

致的,因为TPU是软胶层,出现了向PC侧的扭转状态。PC拉伸失效状态的最大主应力切面为剪切面,依据莫尔圆定律,PC的裂纹通常沿 $45^\circ$ 方向扩展并最终发生剪切破坏<sup>[21]</sup>。图15b和图15c也展现出层合试样工作段位置TPU向PC侧扭转颈缩的应变状态,进一步证明PC受力情况更接近于拉伸受力状态。

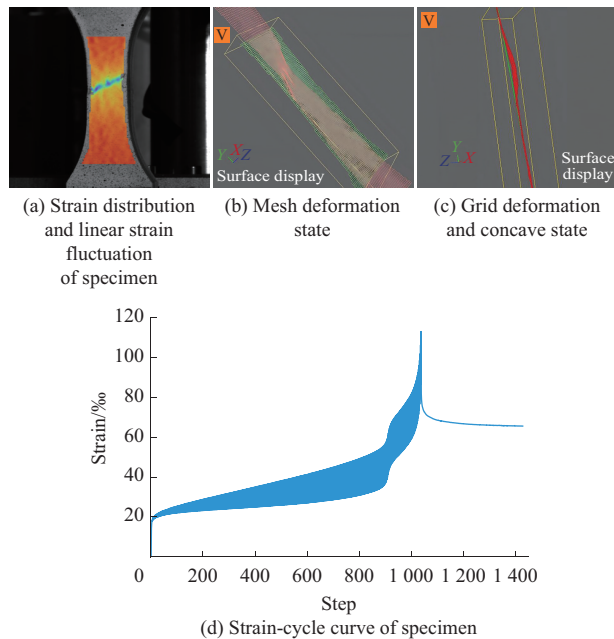


图15 层合疲劳试样在高载循环20次时应变分布情况及PC单层应变状态分析

Fig. 15 Strain distribution of laminated fatigue specimens after 20 cycles of high load and strain state analysis of PC layer

### 3 结论

(1)采用升降法测得标准外形层合疲劳试样的条件疲劳极限为41.3 MPa,通过成组法获得试样的 $S-N$ 曲线。对层合试样受力分析表明,由于PMMA和PC模量差异,在拉伸疲劳过程中PC不仅承受轴向拉伸应力,同时承受PMMA侧的剪切力。同时因热膨胀系数差异,在黏接界面处存在热应力,在40 MPa和50 MPa循环应力条件下PC与TPU层间温差最大可达 $10^\circ\text{C}$ ,热应力的累积可能加速试样的疲劳失效过程。

(2)分类探讨了层合试样疲劳试验的三种破坏形式,即PMMA破坏,PC蠕断及PC脱层变形。每种破坏形式对应不同的受载大小和破坏机制。使用光学显微镜对PC蠕变破坏和PC塑性变形表面形貌进行分析,可观测到裂纹扩展方向和损伤累积状态。通过应力双折射仪分析试样的应力分布,观测了45 MPa和60 MPa两种应力条件下PC失效状态

的应力分布和50 MPa下PMMA脆断试样的应力分布,存在应力场重分布、高密度条纹状应力分布及PMMA主承力状态,这与COMSOL的模拟结果一致。

(3)使用DIC技术对40 MPa条件下疲劳过程的应变进行采集,结果表明在固定疲劳载荷条件下,弹性变形范围内,计算得到的单层PC和PMMA受力大于设定值的结论。同时对55 MPa条件下PC颈缩变形进行了应变采集,证实了高载荷条件下TPU扭转状态。通过DIC技术,证明了PC单层与TPU黏接力大于PMMA与TPU黏接力,且PC与PMMA模量存在差异,导致PMMA不仅受轴向拉力,还受到因形变量不同造成的剪切力。

### 参考文献

- [1] 肖刚. 国内聚碳酸酯生产现状及市场应用与发展分析[J]. 山东化工, 2020, 49(15):69-71, 73.  
XIAO Gang. Production status and application in market with development analysis of polycarbonate in China[J]. Shandong Chemical Industry, 2020, 49(15):69-71, 73.
- [2] BIAN Y L, LIU Q, FENG Z D, et al. High-speed penetration dynamics of polycarbonate[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2022, 223. DOI:10.1016/j.ijmecsci.2022.107250.
- [3] KABLOV E N, SEMENOVA L V, BOGATOV V A, et al. New electrically heated and bird-strike-resistant polymer glazing for aircraft[J]. International Polymer Science and Technology, 2018, 45(5):231-236.
- [4] 刘妍, 刘壮, 陈曦, 等. 民机风挡预热加热模式研究[J]. 制造业自动化, 2020, 42(6):79-85.  
LIU Yan, LIU Zhuang, CHEN Xi, et al. Simulation of preheating mode for civil aircraft windshield[J]. Manufacturing Automation, 2020, 42(6):79-85.
- [5] 冯海兵. 美国五代战斗机座舱透明件技术的应用进展[J]. 科技导报, 2021, 39(9):24-35.  
FENG Haibing. Application progress for technology of American fifth generation fighter's cockpit transparency parts[J]. Science & Technology Review, 2021, 39(9):24-35.
- [6] 颜悦, 厉蕾. 航空座舱透明材料应用研究新进展[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.  
YAN Yue, LI Lei. New progress on the application study of transparent materials for aviation cockpit[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.
- [7] 芮涵钦, 崔浩, 于泽宗, 等. 航空透明件边缘连接结构的失效行为分析[J/OL]. 材料工程, 2025. DOI: 10.11868/j.issn.1001-4381.2024.000868.  
RUI Hanqin, CUI Hao, YU Zezong, et al. Failure behavior analysis for edge attachment structure of aviation transparency[J/OL]. Journal of Materials Engineering, 2025. DOI:10.11868/j.issn.1001-

- 4381.2024.000868.
- [8] 门坤发,张洪侠.直升机风挡玻璃失效分析[J].失效分析与预防,2018,13(1):49-53.  
MEN Kunfa, ZHANG Hongxia. Failure analysis of helicopter windshield[J]. Failure Analysis and Prevention, 2018, 13(1): 49-53.
- [9] WANG X K, WEI S C, XU B S, et al. Transparent organic materials of aircraft cockpit canopies: Research status and development trends[J]. Materials Research Innovations, 2015, 19(S10). DOI: 10.1179/1432891715Z.0000000002147.
- [10] 张萃,张建宇,王佳莹,等.某型飞机新旧座舱盖有机玻璃的疲劳性能研究[J].飞机设计,2009,29(6):28-31.  
ZHANG Cui, ZHANG Jianyu, WANG Jiaying, et al. A study of fatigue properties of newly- formed and served canopy PMMA in certain airplane[J]. Aircraft Design, 2009, 29(6):28-31.
- [11] 王显显,张建钊,李红亮,等.某型飞机座舱盖银纹故障分析[J].航空维修与工程,2025(6):115-118.  
WANG Xianxian, ZHANG Jianzhao, LI Hongliang, et al. Fault analysis of silver crazing on the aircraft canopy for a certain type of aircraft[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2025(6): 115-118.
- [12] KIM I S, SOHN K S, KIM N, et al. Fatigue-induced fracture failure of acrylic-polycarbonate laminated aircraft canopy[J]. International Journal of Fatigue, 2025, 191:18-22.
- [13] 白鑫,王云英,马丽婷,等.有机玻璃YB-DM-11的疲劳裂纹扩展特性研究[J].合成树脂及塑料,2023,40(2):18-22.  
BAI Xin, WANG Yunying, MA Liting, et al. Fatigue crack growth characteristics of YB-DM-11 plexiglass[J]. China Synthetic Resin and Plastics, 2023, 40(2):18-22.
- [14] 熊伟腾,王云英,范金娟,等.非定向有机玻璃拉伸断口形貌与拉伸温度相关性分析[J].材料工程,2020,48(10):96-104.  
XIONG Weiteng, WANG Yunying, FAN Jinjuan, et al. Correlation analysis between tensile fracture morphology and tensile temperature of non-oriented acrylic sheet[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(10):96-104.
- [15] 宋之敏,黄婉霞,倪海鹰,等.疲劳蠕变复合作用下聚碳酸酯的时温等效关系[J].中国塑料,2003,17(7):68-70.  
SONG Zhimin, HUANG Wanxia, NI Haiying, et al. Time-temperature correspondence relationship of polycarbonate under fatigue and creep co-action[J]. China Plastics, 2003, 17(7):68-70.
- [16] DAR U A, ZHANG W H, XU Y J, et al. Thermal and strain rate sensitive compressive behavior of polycarbonate polymer - experimental and constitutive analysis[J]. Journal of Polymer Research, 2014, 21(8):1-10.
- [17] 葛勇,郑静,许雪婷,等.环境温度对聚碳酸酯力学性能的影响[J].航空材料学报,2023,43(3):87-93.  
GE Yong, ZHENG Jing, XU Xueting, et al. Effect of ambient temperature on mechanical properties of polycarbonate[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2023, 43(3):87-93.
- [18] HUANG A F, YAO W X, CHEN F. Analysis of fatigue life of PMMA at different frequencies based on a new damage mechanics model[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014(5): 241-248.
- [19] STECK J, AHN C H, SUO Z G. Polymers resist fatigue crack growth by deconcentrating stress[J]. Annual Review of Materials Research, 2025, 55:333-358.
- [20] LI H Y, WANG X S, YUAN S J, et al. Typical stress states of tube hydroforming and their distribution on the yield ellipse[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 151(1/2/3):345-349.
- [21] 杨佳,孙佳思,郑飞,等.有机玻璃断裂韧性的断面形貌分析[J].玻璃,2017,44(12):36-38.  
YANG Jia, SUN Jiasi, ZHENG Fei, et al. Analysis of section morphology for organic glass fracture toughness[J]. Glass, 2017, 44(12):36-38.

(上接第77页)

- [22] ZHAI C C, SUN Y P, XU L, et al. Long-lasting and rapid-responsive media for rewritable information storage based on low-cost N-substituted maleimides oligomers[J]. Macromolecular Materials and Engineering, 2020, 305. DOI: 10.1002/mame.202070001.
- [23] 翟丛丛.马来酰亚胺基含氟功能材料的制备与应用[D].济南:济南大学,2022.  
ZHAI Congcong. Preparation and application of maleimide-based fluorine-containing functional materials[D]. Jinan: University of Jinan, 2022.
- [24] XIE Q Y, MA C F, LIU C, et al. Poly(dimethylsiloxane)-based polyurethane with chemically attached antifoulants for durable marine antibiofouling[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2015, 7(38):21 030-21 037.
- [25] MA J L, MA C F, YANG Y, et al. Biodegradable polyurethane carrying antifoulants for inhibition of marine biofouling[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2014, 53(32): 12 753-12 759.
- [26] 徐琳.含氟光响应性材料的制备及应用[D].济南:济南大学,2020.  
XU Lin. Preparation and application of fluorine-containing photo-responsive materials[D]. Jinan: University of Jinan, 2020.
- [27] ZHAI C C, FANG G X, LIU W Q, et al. Robust scalable-manufactured smart fabric surfaces based on azobenzene-containing maleimide copolymers for rewritable information storage and hydrogen fluoride visual sensor[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2021, 13(35):42 024-42 034.